

# 人工衛星・宇宙機の姿勢・軌道制御技術 — 実用衛星ミッションを支えるキー技術の発展 —

小畑俊裕\*  
島 岳也\*\*

Precise Attitude and Orbit Control System for Operational Satellites and Space Vehicles—Development of Key Technologies which Support Operational Missions—  
Toshihiro Obata, Takeya Shima

## 要 旨

最近の衛星では、高精度姿勢制御技術、高精度指向決定／指向安定化技術、協調制御技術、捕捉(ほそく)追尾制御技術、高精度軌道制御技術(フォーメーションフライト技術を含む)といった分野が、ミッションニーズによって着目され、要求もより厳しくなっている。これらを踏まえて、姿勢・軌道制御系の概要と最新の制御技術の動向について述べる。

近年高品質化した光学・レーダセンサ取得データ補正には、高精度な画素位置決定技術が重要であり、スターセンサを用いた高精度姿勢決定技術や、さらに広帯域の姿勢決定技術が必要となる。

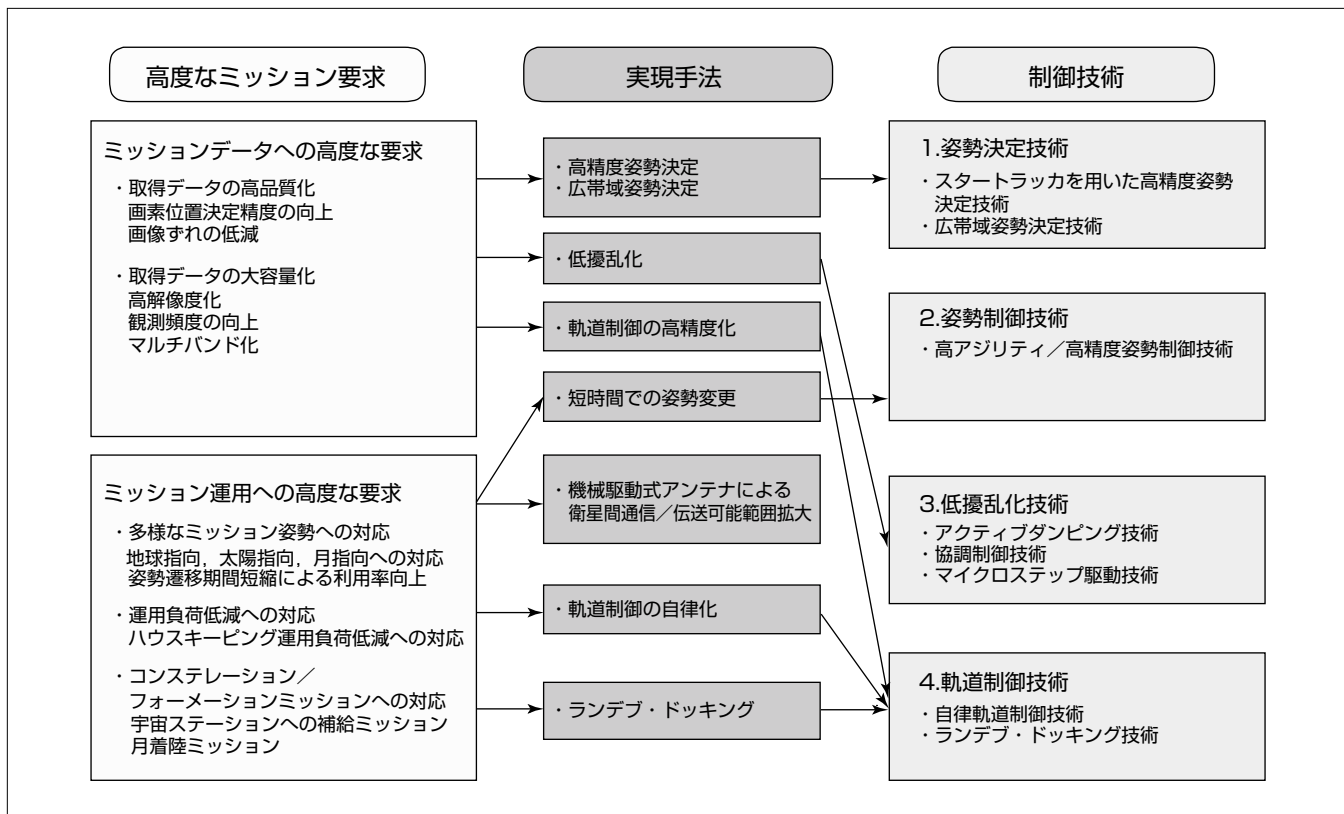
また最新のセンサは一定方向を指向するだけでなく補正などのために太陽指向や月指向を要求するものもある。この多彩な姿勢遷移を短時間で実施する姿勢制御技術を確立

することがミッション成果を最大化するのに重要である。

近年光学・レーダセンサ取得データは大容量化しており、衛星から地上局に送信するのに機械駆動式アンテナが必要である。そのため、データ高品質化と両立させるにはアンテナ駆動時の低擾乱(じょうらん)化技術が重要課題となる。

実用ミッションでは運用負荷削減のため軌道制御運用の負荷削減が重要となる。また、宇宙ステーションへの物資補給や月着陸ミッションにはランデブ・ドッキング技術を活用する。このようにミッション高度化に従い自律的かつ高度な軌道制御技術が必要となっている。

本稿では、これらの状況を踏まえて、姿勢・軌道制御系の概要と最新の制御技術の動向について、姿勢決定技術、姿勢制御技術、低擾乱化技術、軌道制御技術の4項目に分類して述べる。



## 高度なミッション要求を実現する最新制御技術

近年の制御技術は、高度なミッション要求実現のために進化し続けている。この図では、左側にミッション要求を、中央にその実現手法を、右側に実現のためにキーとなる制御技術を示している。図に示すとおり、高度なミッションに対応するために複数の制御技術分野での対応が必要である。また軌道制御技術のように、多数のミッション要求を考慮した開発が必要となるものもある。

### 1. ま え が き

最近の衛星ではミッションに応じて、新しい技術分野の研究開発が進められている。傾向としては、高精度姿勢制御技術、高精度指向決定／指向安定化技術、協調制御技術、捕捉追尾制御技術、高精度軌道制御技術(フォーメーションフライト技術を含む)といった分野が、ミッションニーズによって着目され、要求もより厳しくなっている。これらを踏まえて、姿勢・軌道制御系の概要と最新の制御技術の動向について述べる。

### 2. 姿勢決定技術

#### 2.1 スタートラッカを用いた高精度姿勢決定技術

従来の地球周回衛星は、地球センサと慣性センサを用いた姿勢決定が行われていたが、近年、地球周回衛星でも高精度な姿勢決定性能が要求されている。そのため誤差が大きな地球センサに替わり、スタートラッカ(STT)を用いた高精度姿勢決定系の技術を確認し、温室効果ガス観測技術衛星(GOSAT)や陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)等に適用している。高精度姿勢決定系は、慣性座標系(J2000座標系)に対する姿勢を精度良く出力するSTTと機体軸回りの姿勢レートを精度良く出力する慣性基準装置(IRU)を用いて、姿勢決定用の拡張カルマンフィルタを組み、慣性座標系に対する高精度な姿勢推定値を得るためのシステムである。STTの精度は指向軸周りでは悪く、直交軸周りには良い特性がある。そのため2本以上のSTTの出力に重みをつけて処理することでさらに高精度化を実現する。

#### 2.2 広帯域姿勢決定技術

衛星取得画像の幾何補正等、種々の補正処理の実施には、観測センサの指向方向を高精度に決定する必要がある。近年のプロダクト高解像度化の影響によって、これまで対象ではなかった衛星姿勢変動の中・高周波成分の姿勢決定が重要となってきた。そのため観測帯域の異なる複数のセンサを衛星に搭載し、従来の姿勢決定系の観測帯域を超える広帯域の姿勢決定技術が必要となる。ここでは既に軌道上実績を持つ高精度姿勢決定技術(2.1節)をさらに発展させ開発している、広帯域角速度センサARS(Angular Rate Sensor)を加えた広帯域姿勢決定フィルタについて述べる<sup>(1)</sup>。広帯域姿勢決定フィルタでは先ずIRUとIRUより高い観測帯域を持つジッタセンサであるARSの角速度観測値を相補フィルタでミキシングし、広帯域の角速度を得る。その後IRUとSTTを用いた従来の姿勢決定フィルタによる姿勢決定値と、相補フィルタによる広帯域角速度を用いた拡張カルマンフィルタによって姿勢を決定する。図1に広帯域姿勢決定フィルタの構成を示す。

図2に姿勢決定シミュレーション結果(上段：姿勢決定値、下段：姿勢決定誤差)の一例を示す。ここで太線が姿

勢変動真値、鎖線が高精度姿勢決定フィルタ、実線が広帯域姿勢決定フィルタの結果を示している。これにより広帯域姿勢決定フィルタでは、より姿勢変動真値に近い姿勢決定値を出力できており、姿勢決定誤差が低減できているのが分かる。

この技術を今後高品質な衛星画像が要求される観測衛星に適用できるよう検討を進めている。

### 3. 姿勢制御技術

#### 3.1 高アジリティ・高精度姿勢制御技術

従来、高精度な姿勢制御を実現するために、ほぼ連続的に制御可能なリアクションホイール(RWA)が使用されてきた。それに加え、近年、衛星によっては地球観測時に多地点の画像を取得する必要が生じており、衛星の姿勢を素早く変更する能力(高アジリティ)が求められている。

高アジリティかつ高精度な姿勢制御の要求に対し、姿勢角速度プロファイルを満たすようなフィードフォワード制御の開発、RWAの高トルク化、コントロールモーメントジャイロ(CMG)の開発を進めてきた。特にCMGは高速一定回転するフライホイールをジンバル軸周りに回転させることでRWAの10倍以上のトルクを出力でき、高アジリティに大きく貢献している。一方で課題も存在し、高速回転部が擾乱源となるため、低擾乱化技術が必要となる。また、特定の方向にトルクが出力できない特異状態が存在するため、新たな姿勢制御則が必要となる。これまでに小型CMGの試作、球面気体軸受を用いた地上衛星シミュレータの開発等を行い(図3)、高アジリティかつ高精度な姿勢

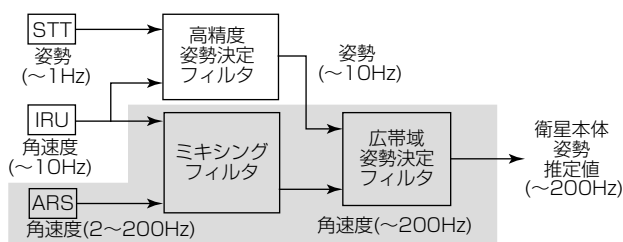


図1. 広帯域姿勢決定フィルタの構成

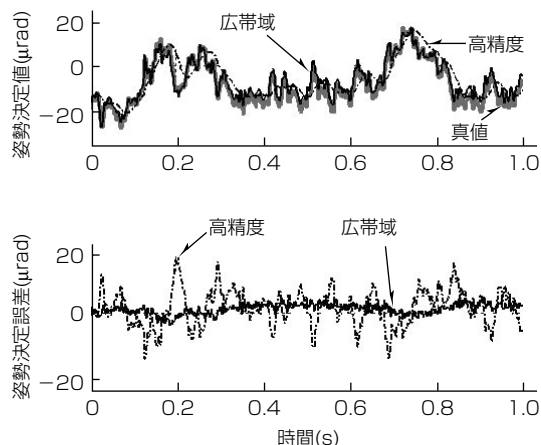


図2. 姿勢決定値(上段)と姿勢決定誤差(下段)

制御系の実現に向けて検討している<sup>(2)</sup>。

また衛星には太陽電池パドルなどの柔構造物が付属しているため、一般に高アジリティと高安定性は相反する要求となる。姿勢制御の際には、柔構造物の振動モードを励起しない姿勢角プロファイルを用いて姿勢制御することが重要となる。姿勢角プロファイルに対する種々の制約を満たしながら、同時に振動モードの励起も抑えるプロファイル生成問題に対して、線形計画法を用いた効率的計算手法を開発し、シミュレーションによって有効性を検証している<sup>(3)</sup>。

#### 4. 低擾乱化技術

衛星の指向精度要求が高精度となるにつれ、指向決定の高精度化と併せて、擾乱源が発生する擾乱トルクの抑制が重要となる。擾乱源としては近年の衛星機能の高度化に伴い、太陽電池や衛星間通信用アンテナ、地上局伝送アンテナの駆動モータが問題となり得る。

ここではこれら擾乱源の低擾乱化技術について述べる。

##### 4.1 アクティブダンピング技術

アンテナなど柔軟構造物を持つ構体上での指向制御では、ステップモータの間欠的運動と柔軟構造物との共振による擾乱トルクの抑制が課題である。アクティブダンピング技術は、逆位相安定フィルタを用い、共振モードのダンピングを制御系で高め、擾乱トルクを抑制する。図4にシミュレーションによるアクティブダンピングの効果について示す。

時間の経過とともにステップモータの駆動周波数を変化させたところ、アクティブダンピングなしの場合には、アンテナとステップモータ動作の共振によって駆動軸誤差が増加する。アクティブダンピングの使用時は、ダンピング増加によって駆動軸誤差低減が可能であり、アンテ



図3. 小型CMG試作機と地上衛星シミュレータ

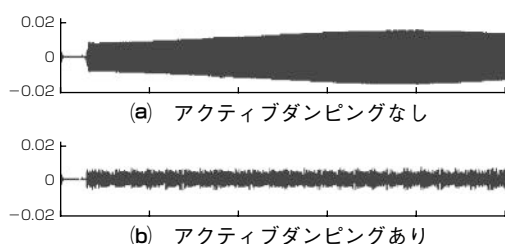


図4. アクティブダンピング技術の効果(駆動軸誤差)

ナ共振による擾乱トルクも低減できる。

この技術は陸域観測技術衛星(ALOS)やALOS-2、データ中継技術衛星(DRTS)等の衛星間通信アンテナ制御に適用済みである。

##### 4.2 協調制御技術

衛星間通信アンテナのように大きな質量を持つ可動物の存在下で高精度な制御を実現するために、協調制御を実施している。協調制御は、アンテナが駆動することによって発生する擾乱角運動量を角運動量保存則を用いて推定し、その擾乱角運動量を打ち消すようRWAなどにフィードフォワード角運動量を与える制御である。

協調制御技術は、DRTSで軌道上実績がある。ALOS-2でも衛星間通信アンテナに適用しており、アンテナ駆動情報から姿勢制御信号を算出するにあたり、詳細モデルを構築することで精度良く協調制御が可能な技術を開発し(図5)、姿勢の高精度安定化が達成できることを確認している。

##### 4.3 マイクロステップ駆動技術

機械駆動式アンテナの駆動用アクチュエータとして採用例の多いステップモータでは、1ステップごとの駆動角が小さいほうが発生擾乱が小さくなる。マイクロステップ駆動方式は、モータ各相に励磁する割合を変化させることで、1パルスに対するモータ回転角を基本ステップ角よりも小さな角度に設定する技術である。マイクロステップ駆動装置の1次試作機を用いた駆動試験によって擾乱トルク低減が可能であることを確認した<sup>(4)</sup>後、この技術をALOS-2に適用している。

図6にマイクロステップ駆動の原理と、マイクロステップ駆動装置のALOS-2 BBM(Bread Board Model)を用いて実施した評価試験結果を示す。

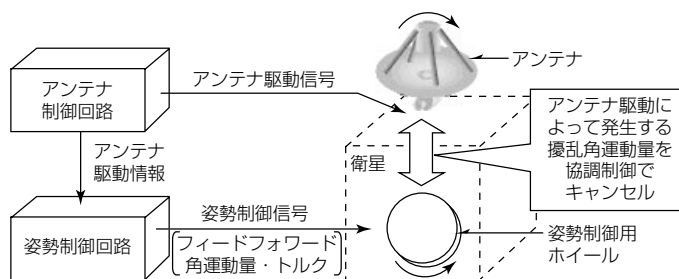


図5. 協調制御技術

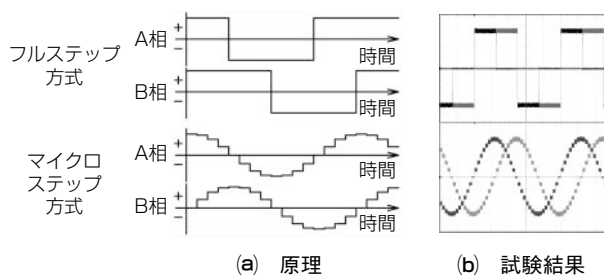


図6. マイクロステップ技術

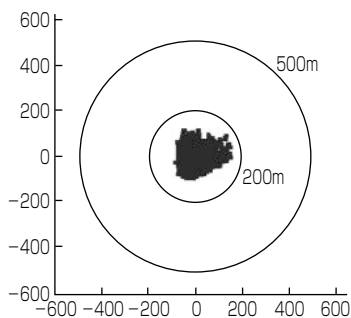


図7. 自律軌道制御シミュレーション結果

## 5. 軌道制御技術

### 5.1 自律軌道制御技術

ALOS-2では軌道上全域で目標軌道に対し半径500m以内に保持する要求がある。要求実現のため、高度制御(面内軌道制御)、軌道傾斜角制御(面外軌道制御)を実施する。保持精度満足のためには高頻度軌道制御が必要であり、運用負荷低減の観点から自律的な軌道制御運用技術が重要である。

衛星の面内方向の変動要因は、主に①大気抵抗による衛星の高度(軌道長半径)の低下、②離心率ベクトルの変動による局所的な高度の変動である。面外方向の変動要因は、軌道傾斜角の長期的な変動である。これらの変動を抑制するのに最適なタイミング(軌道制御位置)をオンボード軌道決定値を基に推定し、軌道制御を実施する。このアルゴリズムでは、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)研究開発本部による自律軌道制御の開発成果も活用している。図7に自律軌道制御シミュレーション結果を示す。

### 5.2 ランデブ・ドッキング技術

宇宙ステーション補給機(HTV)ではGPS(Global Positioning System)を使用した航法に基づく誘導・軌道制御によって、国際宇宙ステーション(ISS)までのランデブ飛行を行っている。特に、ISS近傍では厳しい安全要求を満足する航法精度を達成するため、HTV本体で取得されるGPS航法データに加え、“きぼう”日本実験モジュール(JEM)内に設置した近傍通信システム(Proximity Communication System: PROX)に搭載されたGPS複合航法装置(Space Integrated GPS and INS: SIGI)で取得したGPSデータも使用したGPS相対航法を実施している。その後ISS直下まで到達したHTVは、ランデブセンサ(RendezVous Sensor: RVS)と呼ばれるレーザーレーダによって、ISSのJEM下面に取り付けられたレーザーレーダリフレクタ(Laser Radar Reflector: LRR)との相対位置を計測し、それを基にISSまでの最終接近を行う。図8にGPS相対航法(RGPS)のHTV-1軌道上精度評価結果を示す。事前解析に基づいて設定された評価基準を十分に満足していることが示された。図9にRバー(Radius-bar)接近時のHTV-1軌道上挙動評価結果を示す。Rバー接近プロファイルに従

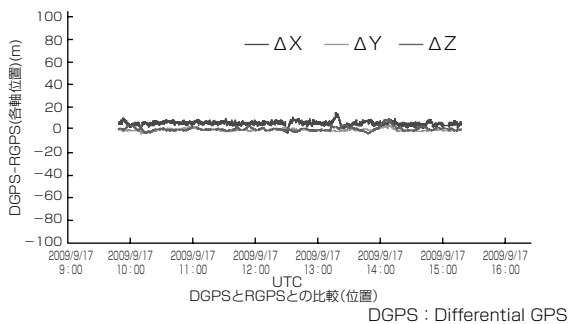


図8. GPS相対航法の精度評価(HTV-1)

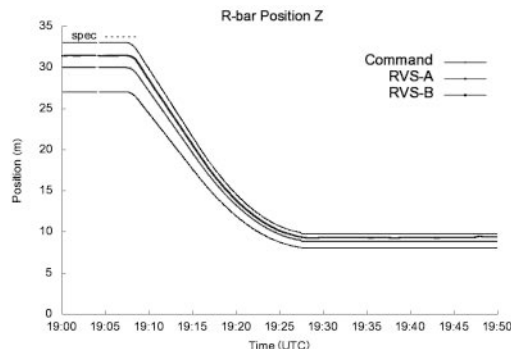


図9. Rバー接近時の挙動評価(HTV-1)

って軌道制御が実施され、ISS下方約10mでの停止を実現していることが分かる。

今後もこの技術を利用したHTVは年に1~2機の頻度で打ち上げる予定である。

## 6. む す び

近年の人工衛星ミッション実現に要求される様々な制御技術に関し、設計・解析・軌道上評価結果について述べた。ミッション要求の高度化に伴い、姿勢制御・軌道制御・擾乱に関する要求も高度化する。本稿で述べた技術の多くは既に実際の衛星に適用し、効果を上げている。今後も多様なミッション要求に対応するため、技術の蓄積と実証を継続する。

## 参考文献

- (1) 島 岳也, ほか: 人工衛星の広帯域姿勢決定, 三菱電機技報, **85**, No. 7, 385~388 (2011)
- (2) 清水誠一, ほか: 高機能小型衛星機能モデルの開発とシミュレータを用いた性能評価, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 2H04 (2008)
- (3) Nishiyama, T., et al.: A New Method for Motion Planning of Rotating Bodies under Multiple Constraints, Trans. JSASS Space Tech. Japan, **7**, No. ists26, Pd\_7~Pd\_16 (2009)
- (4) 柏 宗孝, ほか: ステッピングモータのマイクロステップ駆動, 第53回宇宙科学技術連合講演会講演集, 215~220 (2009)